

(54) TURBINE ROTOR BLADE IN GAS TURBINE

(11) 58-47104 (A) (43) 18.3.1983 (19) JP

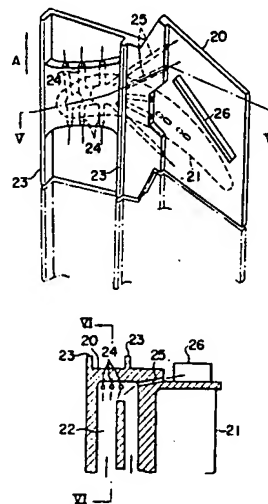
(21) Appl. No. 56-142285 (22) 11.9.1981

(71) KOGYO GIJUTSUIN (JAPAN) (72) AKINORI KOGA

(51) Int. Cl. F01D5/22, F01D5/18, F02C7/12

PURPOSE: To effectively cool the shroud by the cooling air through each path in such a way that cooling paths are formed on a shroud which is installed at the tip of a turbine rotor blade, and the cooling paths are opened between bosses on the shroud and on the back sides of the bosses.

CONSTITUTION: A multitude of cooling paths 24, 25 are made at the thick part of a shroud 20. All the cooling paths 24, 25 are extended in radial directions from the confluent part of a cooling path 22 of a turbine rotor blade 21, and on another hand, they are divided roughly into a group of paths 24 which open between bosses 23 of the shroud 20, and a group of paths 25 which open on the back sides of the bosses 23. The rotor blade 21 is turned by action of the turbine, and cooling air which passes through the cooling path 22 respectively passes from its confluent part through each path 24, 25 at high speed, and it is radially jetted through each opening port. The jetted cooling air actively and strongly cools the vicinity of the opening ports of each path 24, 25 by its convection, and cools the outer surface of the shroud 20.



⑩ 日本国特許庁 (JP)

⑪ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報 (A)

昭58—47104

⑬ Int. Cl.³

識別記号

庁内整理番号

⑭ 公開 昭和58年(1983)3月18日

F 01 D 5/22

7910—3G

5/18

7910—3G

F 02 C 7/12

6669—3G

発明の数 1

審査請求 有

(全 5 頁)

⑮ ガスタービンのタービン動翼

横浜市鶴見区末広町2の4 東京
芝浦電気株式会社タービン工場
内

⑯ 特 願 昭56—142285

⑰ 出 願 昭56(1981)9月11日

⑱ 出 願 人 工業技術院長

⑲ 発 明 者 古閑昭紀

明 細 書

発明の名称 ガスタービンのタービン動翼

特許請求の範囲

ケーシング内に収容されるタービン動翼の先端部にはシユラウドを設け、上記シユラウドのケーシング側面に、タービン動翼の回転方向に延びる複数の突起を形成したガスタービンのタービン動翼において、前記シユラウドに複数の冷却通路を形成するとともに、上記各冷却通路は前記突起間に開口する一群と上記突起の背面に開口する一群とに区別され、上記各群の冷却通路を通る冷却空気によりシユラウドを冷却するようにしたことを特徴とするガスタービンのタービン動翼。

発明の詳細な説明

この発明はガスタービンのタービン動翼に係り、特にタービン動翼の先端部の冷却構造に関する。

この種のガスタービンは第1図に略示したよう

に構成され、タービンケーシング1内に回転軸2が回転自在に収容され、この回転軸2の所定位置に多数のタービン動翼3が複設される。タービン動翼3の先端部にはシユラウド4が設けられ、ガスタービンの空力性能の向上とタービン動翼3の振動減衰を図っている。シユラウド4の頭部外側にはタービン動翼3の回転方向に延びる2条の突起5が設けられており、この突起5によりケーシング内周壁との隙間が小さくされ、主流ガス6の漏洩を少なくしている。

シユラウド4は、一般にガスタービンの低圧段では無冷却であるが、高温高圧側の初段等の高圧段ガスタービンでは、冷却を要求される場合が多い。将来、ガスタービンの高温化(タービン出力の増大)が進むにつれ、タービン動翼3に設けられたシユラウド4に一層高い冷却性能が要求される。

従来、シユラウド4の冷却は、タービン動翼3内を通る冷却空気や、ケーシング1に穿設された冷却空気孔7やインピンジンク冷却空気孔8から

吹出される冷却空気などにより行なっていた。

タービン動翼3を通る冷却空気は、第2図および第3図に示すように流通せしめられる。すなわち、タービン動翼3の冷却通路9を通った冷却空気はレユラウド4の中空部10に案内され、この中空部からレユラウド4の突起5の背面に開口する開口部11から流出するようになっている。

しかしながら、第2図および第3図に示すレユラウド4の冷却構造では、冷却通路が突起5の背面にのみ開口しており、また、冷却通路9を通った冷却空気の速度が中空部で急速に遅くなるため、レユラウド4の頭部側両側方（回転方向Aに対して先行側および後行側）の領域Bの冷却が充分に行なわれないという問題があつた。このため、高温ガスタービンにレユラウドを使用することが困難であつた。

この発明は上述した点を考慮し、タービン動翼の先端に設けられるレユラウドを全面にわたりほぼ均一にかつ有効的に冷却することができ、高温ガスタービンにレユラウドを使用することができ

る、ガスタービンのタービン動翼を提供することを目的とする。

以下、この発明の実施例について添付図面を参照して説明する。

この発明は、タービン動翼の先端に設けられたレユラウド20の冷却構造に特徴を有し、他の部分は従来と同様であるので、説明を省略する。

レユラウド20はプレート状をなし、第4図乃至第6図に示すように、タービン動翼21の先端に形成され、設けられる。タービン動翼21内には、冷却空気を通風させる冷却通路22が形成される。冷却通路22は供給用と戻り用とに区画され、両通路はタービン動翼21の先端部で合流している。

一方、レユラウド20の頭部側には所望形状の内厚部が形成され、その外側にタービン動翼21の回転方向に延びる2条の突起23が適宜間隔を置いて形成される。上記突起23はタービン内周壁（図示せず）との間隙を小さくするようになつており、これにより上記間隙からの主流ガスの漏洩が有効的に防止される。

前記レユラウド20の内厚部には多数の冷却通路24、25が穿設されている。各冷却通路24、25は、タービン動翼21の冷却通路22の合流部からほぼ放射方向に延びる一方、上記各冷却通路24、25は、レユラウド20の突起23間に開口している一群の冷却通路24と、突起23の背後（尾部）側に放射状に延びて開口している一群の冷却通路25とに大別される。このうち、冷却通路24はタービン動翼21の回転方向A側およびその反対側に延びている。

なお、符号26は冷却通路25から流出される冷却空気を案内するガイド板である。

次に、レユラウド20の冷却作用について述べる。

ガスタービンの作動により、タービン動翼21は回転せしめられ、タービン動翼21の冷却通路22内を通る冷却空気は、その合流部からレユラウド20の各冷却通路24、25をそれぞれ高速で通過し、各開口から放射状に吹き出される。吹き出された冷却空気はその対流により各冷却通路24、25の開口近傍を積極的に強く冷却する。その際、各冷却通路24、25の開口は分散して配置されているから広

い範囲にわたり有効的に冷却される一方、各開口から離れた部分は熱伝導により冷却される。

また、各冷却通路24、25の開口から流出した冷却空気はレユラウド20の外表面に沿つて流れ、その部分を冷却する。したがつて、レユラウド20は全面にわたり有効的に冷却されるので、高温ガスタービンのタービン動翼に適したものとなる。

第7図および第8図はこの発明の第1変形例を示す。

この第1変形例に示されたものは、タービン動翼30内にインサート31を介装する一方、このインサート31内に冷却通路32を形成したものである。インサート31には冷却空気の吹出孔33が所望位置に多数形成され、その先端部にもレユラウド34側に吹き出される吹出孔35が形成されている。レユラウド34に形成される各冷却通路の構造は一実施例で説明したものと同様である。なお、符号35はタービン動翼30を尾部側を連結するピンであり、このピン35によりタービン動翼30は補強される。

この第1変形例に示されたタービン動翼30の構

造でも、その先端に設けられたシュラウド34をその全面にわたりほぼ均一に冷却することができる。

第9図および第10図はこの発明の第2変形例を示すものである。

この第2変形例に示されたタービン動翼40は一実施例で説明したタービン動翼と同じ構造を有するが、その先端に取付けられるシュラウド41の構造が異なる。

このシュラウド41に形成される各冷却通路42、43はタービン動翼40の回転方向(矢印Aで示す)とは逆の方向に開口するように構成されている。すなわち、シュラウド41の突起44間に開口する複数、例えば3本の冷却通路42はタービン動翼40の回転方向Aとは逆向きの位置に開口しており、また、冷却通路43はシュラウド41の突起背側(尾部側)に延びているが、その開口はタービン動翼40の回転方向Aとは逆向き方向を向くように斜めに形成されている。

シュラウド41に形成される各冷却通路を第9図および第10図に示すように構成することにより、

タービン動力(出力)を回収する上で都合がよいとともに、シュラウド41の先行側は、先行するシュラウド41の各冷却通路42、43から吹き出される冷却空気により冷却される。これによつてもシュラウド41は全面をほぼ均一に冷却することができる。

以上に述べたように、この発明に係るガスタービンのタービン動翼においては、タービン動翼の先端に設けられるシュラウドに複数の冷却通路を形成するとともに上記各冷却通路をシュラウドの突起間に開口する一群と、上記突起の背側に開口する一群とに区分けされ、各群の冷却通路を通る冷却空気によりシュラウドを冷却するようにしたから、シュラウドの全面をほぼ均一にかつ積極的に冷却することができる。したがつて、高温(高出力)ガスタービンのタービン動翼にシュラウドを取付けることができ、ガスタービンの空力性能の向上や振動の減衰を積極的に図ることができる。

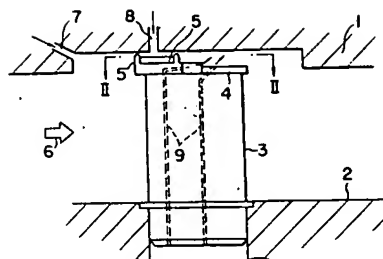
図面の簡単な説明

第1図はガスタービンのタービン動翼部の構造を原理的に示す図、第2図は従来のガスタービンのタービン動翼先端に設けられるシュラウドを示す第1図のI-I線に沿う図、第3図は第2図のI-I線に沿う断面図、第4図はこの発明に係るガスタービンのタービン動翼を示すものであつて、タービン動翼先端に設けられるシュラウドを示す図、第5図は第4図のV-V線に沿う断面図、第6図は第5図のVI-VI線に沿う断面図、第7図はこの発明の第1変形例を示す図、第8図は第7図のVIII-VIII線に沿う断面図、第9図はこの発明の第2変形例を示す図、第10図は第9図のX-X線に沿う断面図である。

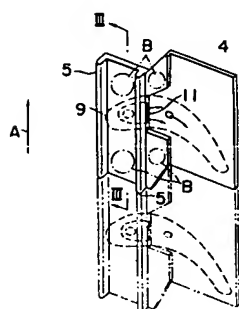
20, 34, 41-シュラウド、21, 30, 40-タービン動翼、22, 32-冷却通路、24, 25, 42, 43-冷却通路、23, 44-突起。

特許出願人 工業技術院長 石坂 誠一

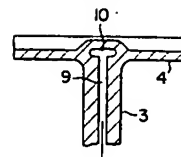
第1図



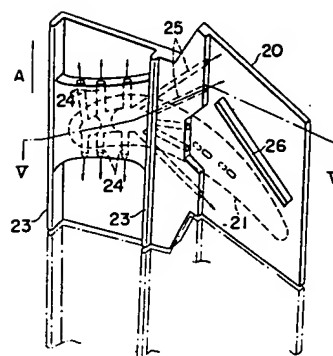
第2図



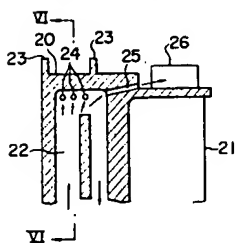
第3図



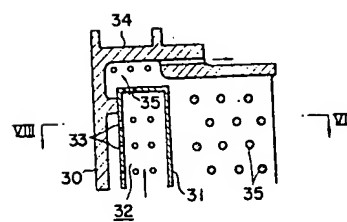
第4図



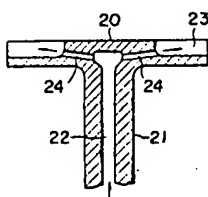
第5図



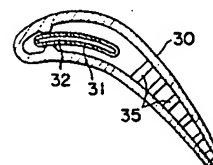
第7図



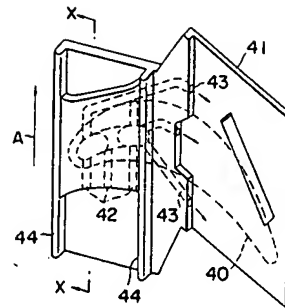
第6図



第8図



第 9 図



第 10 図

